

孔挤压强化对 7050 铝合金孔结构疲劳性能的影响

刘 飞¹, 苏宏华¹, 徐九华¹, 梁勇楠¹, 葛恩德², 凡志磊²

(1. 南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016)

(2. 中国商飞上海飞机制造有限公司, 上海 200436)

摘 要: 为了探究不同相对挤压量的开缝芯棒孔挤压强化对 7050 铝合金疲劳性能的影响, 建立了开缝芯棒孔挤压强化有限元模型, 开展了开缝芯棒孔挤压强化试验, 分析了孔挤压强化试样孔壁残余应力和受载试样孔壁应力分布规律, 探究了相对挤压量、残余应力和疲劳寿命之间的关系, 揭示了开缝芯棒孔挤压强化工艺的抗疲劳增益效果。结果表明: 试样孔壁挤入端, 相对挤压量为 2%、3% 和 4%, 孔壁的最大残余压应力为 246.8、338.6 和 367.7 MPa, 相对挤压量与孔壁最大残余压应力呈正相关; 受载试样孔壁挤入端, 相对挤压量为 2%、3% 和 4%, 孔壁最大应力为 451.2、368.7 和 321.6 MPa, 相对挤压量与孔壁最大应力呈负相关; 相对挤压量为 2%、3% 和 4% 的试样中值疲劳寿命是相对挤压量为 0% 的 1.17、1.52 和 1.71 倍。

关键词: 7050 铝合金; 开缝芯棒; 孔挤压强化; 相对挤压量; 疲劳性能

中图分类号: TG376.3; TG146.21

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2024)03-0709-09

7050 铝合金具有高强度、耐腐蚀性、高韧性、密度小和优良的加工性能等特点, 在飞机上应用非常广泛^[1-3]。飞机上多数结构通过在连接孔中安装紧固件进行装配, 由于连接孔的存在, 导致材料不连续, 在外加交变载荷作用下易于产生应力集中, 萌生疲劳裂纹与增加疲劳裂纹扩展速率, 加快带孔结构疲劳失效^[4-6]。为了提高带孔结构的疲劳性能, 学者们研究了孔挤压强化技术^[7-11]、干涉连接技术^[12-13]、喷丸强化技术^[14-15]和滚压强化技术^[16-17]等。其中, 孔挤压强化技术具有操作方便、结构简单和挤压强化效果好等特点, 在航空领域得到推广应用。

孔挤压强化技术主要采用开缝衬套或实心芯棒对试样孔壁进行挤压强化, 使孔壁形成有益的残余压应力, 试样承受外加交变载荷时能够抵消部分交变载荷产生的拉应力, 降低孔壁平均应力和应力幅值, 从而提高试样的疲劳性能^[18-20]。然而, 开缝衬套壁薄, 采用开缝衬套对试样进行挤压强化, 开缝衬套受到挤压力作用易于发生大的塑性变形, 利用开缝衬套进行二次挤压强化时大的塑性变形严重影响孔挤压强化效果。开缝衬套使用一次后发生大的塑性变形, 导致开缝衬套不能进行多次使用, 从而增加了开缝衬套孔挤压强化工艺成本。采用实心芯棒对试样进行孔挤压强化时, 实心芯棒工作环直径大于试样的初孔直径, 导

致实心芯棒孔挤压强化时存在局限性。基于开缝衬套与实心芯棒存在的问题, 提出开缝芯棒孔挤压强化工艺^[21]。然而, 孔挤压强化过程中相对挤压量与孔壁残余应力密切相关, 残余应力影响试样疲劳性能。由于开缝芯棒的挤压强化部位(前锥段、工作环和后锥段)存在开缝, 引起开缝芯棒的挤压强化部位与试样孔壁接触面积减小, 导致开缝芯棒孔挤压强化过程中相对挤压量对试样疲劳性能的影响不清楚。

本工作建立开缝芯棒孔挤压强化 7050 铝合金三维有限元仿真分析模型, 分析相对挤压量与铰削加工对孔壁残余应力的影响, 探究受载试样孔壁应力分布规律, 开展不同相对挤压量的开缝芯棒孔挤压强化试验, 研究相对挤压量对 7050 铝合金试样疲劳性能的影响, 仿真分析与试验研究相结合, 揭示开缝芯棒孔挤压强化工艺的抗疲劳性能, 旨在提高 7050 铝合金试样疲劳强度, 延长试样服役寿命。

1 开缝芯棒孔挤压强化三维有限元仿真

开缝芯棒孔挤压强化是一个复杂的弹塑性变形过程, 运用试验方法难以准确表示挤压强化试样孔壁中间层部位应力分布特征。因此, 运用有限元仿真分析方法, 探究不同相对挤压量的开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁

收稿日期: 2023-03-21

基金项目: 国家自然科学基金创新研究群体(51921003); 国家商用飞机制造工程技术研究中心创新基金(COMAC-SFGS-607); 江苏省科研与实践创新计划(KYCX21_0196)

作者简介: 刘 飞, 男, 1989 年生, 博士生, 南京航空航天大学机电学院, 江苏 南京 210016, 电话: 025-84890644, E-mail: liufei07104517@nuaa.edu.cn

残余应力分布规律与受载试样孔壁应力分布特征。

开缝芯棒孔挤压强化三维有限元仿真模型中开缝芯棒采用 4 开缝与开缝宽度为 1.6 mm，工作环直径为 12.73 mm，试样尺寸为 200 mm×40 mm×4 mm，相对挤压量 $e=2\%$ 、3% 和 4%，保持开缝芯棒工作环直径不变，通过改变试样的初孔直径，实现不同相对挤压量的孔挤压强化。采用 ABAQUS 中 C3D8R 六面体单元对试样、开缝芯棒和支撑棒划分网格，开缝芯棒孔挤压强化有限元模型及网格划分，如图 1 所示。对试样 4 个侧面施加固定约束，试样孔壁附近不设置约束，开缝芯棒施加 Z 方向的位移，设置开缝芯棒与试样孔壁之间的摩擦系数为 0.1。开缝芯棒孔挤压强化后孔壁形成凸脊，运用生死单元对开缝芯棒孔挤压强化试样进行铰削加工。开缝芯棒与试样的材料参数，见表 1。

2 实验

本研究中所使用的材料为 7050 铝合金，其化学成分见表 2。

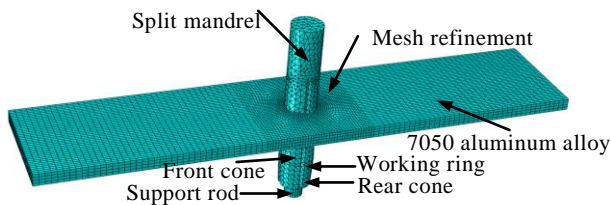


图 1 开缝芯棒孔挤压强化有限元模型及网格划分

Fig.1 Finite element model and mesh generation for hole expansion strengthening of split mandrel

表 1 材料参数

Table 1 Parameters of material

Parameter	Split mandrel	7050 aluminum alloy
Young's modulus, E/GPa	218	70.3
Poisson's ratio, μ	0.13	0.33
Yield limit, σ_y/MPa	-	455
Ultimate strength, σ_b/MPa	3500	510
Elongation, $\delta/\%$	-	10

表 2 7050 铝合金的化学成分

Table 2 Chemical composition of 7050 aluminum alloy

Element	Content, $\omega/\%$
Mg	1.9-2.6
Zn	5.7-6.7
Cu	2.0-2.6
Fe	0.15
Si	0.12
Ti	0.06
Cr	0.04
Zr	0.08-0.15
Mn	0.1
Al	Bal.

按照图 2a 加工孔挤压强化试样，D0 为试样的初孔直径。采用 CMT7504 微机控制电子万能试验机，开展开缝芯棒孔挤压强化试验（图 3）。开缝芯棒上存在开缝，孔挤压强化前，对开缝芯棒挤压强化部位施加力，使挤压强化部位的开缝发生收缩，引起开缝芯棒工作环直径小于试样的初孔直径，将试样放置于开缝芯棒导向段，完成试样安装。随后在开缝芯棒中插入支撑棒，开缝芯棒工作环不发生收缩。在开缝芯棒挤压强化部位与试样孔壁涂抹 MoS_2 干膜润滑剂。设置开缝芯棒孔挤压强化速度为 10 mm/min，匀速拉出插入支撑棒的开缝芯棒，实现试样孔挤压强化。

采用 $\mu\text{-X360s}$ 型 X 射线残余应力分析仪，测量开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁挤入端的残余应力，测试条件为 $\text{Cu K}\alpha$ 靶材。为了防止光斑距试样孔壁较近引起部分光线脱离试样，测量点选取距试样孔壁 1 mm，沿测量方向选取 5 个点，测量点之间的距离为 1 mm（图 4）。

采用 6 刃直齿铰刀，在 RATEE-4E 立式铣床上对开缝芯棒孔挤压强化试样进行铰削加工，转速为 100 r/min，进给量为 0.15 mm/r。

采用 SAMST 电液伺服液压试验机，开展试样的疲劳性能测试（图 2b）。疲劳测试条件，见表 3。记录疲劳测试过程中试样断裂时的应力循环次数，作为该试样的疲劳寿命。由于疲劳寿命具有分散性，每种相对挤压量的条件下进行 5 次重复试验，以降低疲劳寿命分散性对试样疲劳性能的影响。运用航空工业部标准-材料疲劳试验统计分析方法（HB/Z112-1986），计算每种相对挤压量的条件下试样的中值疲劳寿命估计量 N_{50} 。采用台式扫描电子显微镜，观察不同相对挤压量的疲劳试样断口形貌。

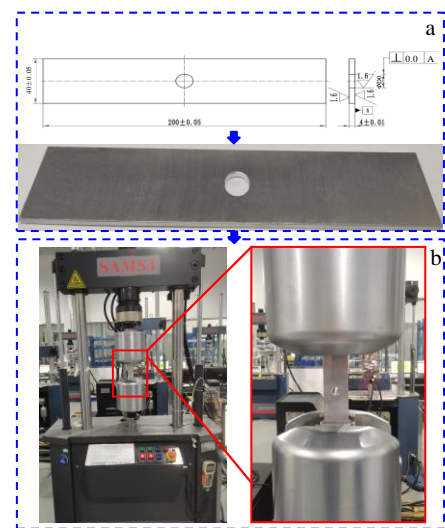


图 2 疲劳性能测试装置

Fig.2 Fatigue performance test setup: (a) fatigue specimen and (b) fatigue testing machine

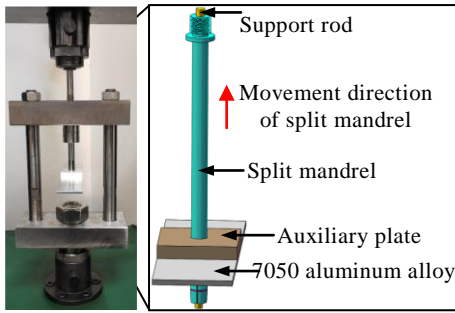


图 3 开缝芯棒孔挤压强化试验

Fig.3 Experimental of hole expansion strengthening of split mandrel

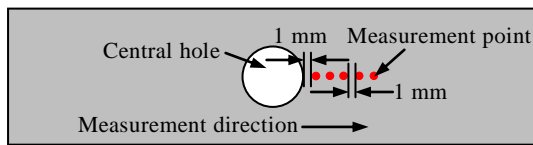


图 4 残余应力测量点选取

Fig.4 Selection of residual stress measurement points

表 3 疲劳性能测试条件

Table 3 Fatigue performance test conditions

Fatigue experimental equipment	SAMST electro-hydraulic servo hydraulic testing machine
Stress level/MPa	0.7 σ_b
Stress ratio	0.1
Frequency/Hz	20
Loading mode	Axial constant amplitude sine wave loading
Environment condition	Room temperature, in air

3 结果与讨论

3.1 仿真结果验证

开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁形成 3 个方向的残余应力：沿试样孔壁径向、沿试样孔壁轴向和沿试样孔壁切向。其中，沿试样孔壁切向方向的残余应力对试样疲劳性能影响较大^[22-23]。因此，本工作主要研究开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁切向方向的残余应力，即 S_{11} 方向的残余应力。试样孔壁切向方向的残余应力提取位置，如图 5 所示。

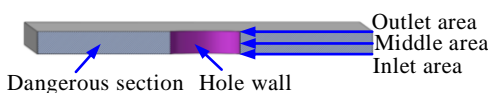


图 5 孔壁残余应力提取位置

Fig.5 Extraction position of hole wall residual stress

为了进一步验证建立的开缝芯棒孔挤压强化三维有限元仿真分析模型准确可靠，选取相对挤压量 $e=2\%$ 、 3% 和 4% 的开缝芯棒孔挤压强化试样，采用 μ -X360s 型 X 射线残余应力分析仪，测量试样孔壁挤入端的残余应力，按照试验方法描述选取测量点。对比分析不同相对挤压量的孔壁残余应力试验数据与仿真结果（图 6），得到不同相对挤压量的残余应力变化趋势相一致，试验数据与仿真结果的最大误差小于 15%，表明建立的孔挤压强化三维有限元仿真模型可用于分析开缝芯棒孔挤压强化 7050 铝合金。

3.2 残余应力

3.2.1 相对挤压量对残余应力的影响

开缝芯棒挤压强化试样孔壁残余应力分布云图，如图 7 所示。孔壁残余应力分布规律，如图 8 所示。

开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁形成凸脊，孔壁挤入端的残余压应力小，相对挤压量大，孔壁形成的残余压应力大（图 7）。试样孔壁挤入端，相对挤压量

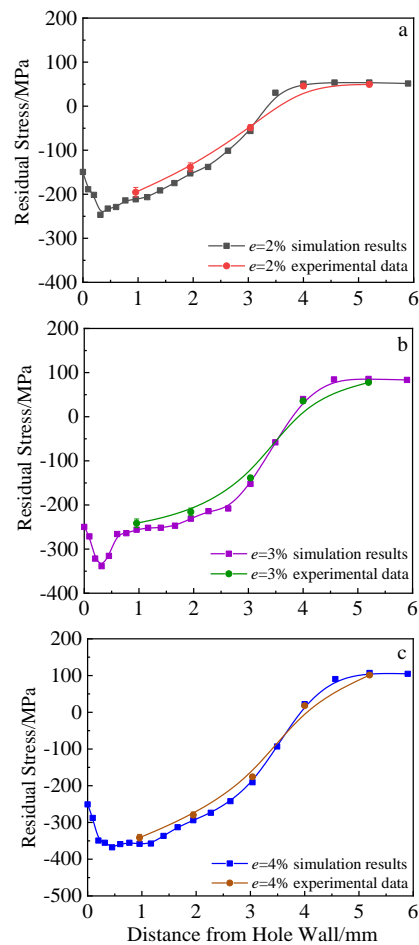


图 6 仿真结果与试验数据对比

Fig.6 Comparisons between simulation results and experimental data: (a) $e=2\%$, (b) $e=3\%$, and (c) $e=4\%$

$e=2\%$ 、 3% 和 4% ，孔壁形成的最大残余压应力分别为 246.8、338.6 和 367.7 MPa (图 8a)；试样孔壁中间层，相对挤压量 $e=2\%$ 、 3% 和 4% ，孔壁形成的最大残余压应力分别为 359.9、402.7 和 419.1 MPa (图 8b)；试样孔壁挤出端，相对挤压量 $e=2\%$ 、 3% 和 4% ，孔壁形成的最大残余压应力分别为 331.2、351.7 和 373.1 MPa (图 8c)。孔壁中间层形成的最大残余压应力大于挤入端与挤出端；随着距孔壁距离的逐渐增大，孔壁形成的残余压应力呈现先逐渐增大，然后减小，距孔壁的距离增加到一定值后孔壁形成的残余压应力转变为拉应力，之后孔壁残余应力趋于稳定；孔壁相同位置，相对挤压量越大，孔壁形成的最大残余压应力越大(图 8)。

开缝芯棒孔挤压强化过程中，开缝芯棒挤压强化试样孔壁，孔壁材料发生塑性变形，形成残余压应力场。试样孔壁材料受到前锥段对孔壁径向方向的挤压力、工作环对孔壁径向方向的挤压力和开缝芯棒与孔壁之间的摩擦力，试样孔壁挤入端与挤出端为自由端，孔壁中间层受到挤入端与挤出端约束，孔壁中间层承受径向方向的挤压力大于挤入端与挤出端，引起孔壁中间层形成的残余压应力大。开缝芯棒沿试样孔壁轴向方向运动，孔壁材料在轴向挤压力作用下发生轴向方向的金属流动，孔壁材料堆积在挤出端，增加了孔壁挤出端的塑性变形，使得孔壁挤出端残余应力大于挤入端。相对挤压量与残余应力呈正相关，相对挤压量大，孔壁材料塑性变形大，孔壁形成的残余压应力大。

3.2.2 较削加工对残余应力的影响

开缝芯棒上存在开缝，开缝芯棒孔挤压强化过程中孔壁材料沿挤压芯棒开缝处发生金属流动，挤压强化后孔壁形成凸脊；孔壁挤入端、中间层和挤出端等位置承受径向方向的挤压力不同，挤压强化后试样孔壁形状不均匀；开缝芯棒加工过程中存在加工误差，引起挤压强化后试样孔径小于终孔直径。因此，开缝芯棒孔挤压强化后需要进行较削加工，去除孔壁形成的凸脊、使挤压强化后试样孔壁形状均匀和使挤压强化后试样孔径达到终孔直径。7050 铝合金较削加工后试样孔壁残余应力分布云图，如图 9 所示。较削加工前后试样孔壁残余应力分布规律，如图 10 所示。

7050 铝合金试样较削加工后，孔壁形成的凸脊消失，较削加工前(图 7)与较削加工后(图 9)孔壁残余应力未发生显著变化。随着距孔壁距离的逐渐增加，试样孔壁挤入端、中间层和挤出端等位置孔壁形成的残余应力呈现相似的变化规律，较削加工后 $e=2\%$ 、 3% 、 4% 的试样孔壁最大残余压应力分别为 256.9、327.9 和 372.4 MPa 较削加工前后孔壁形成的残余应力差值小于 20 MPa (图 10)。因此，可以忽略较削加工对孔壁残余应力的影响^[7,23]。

3.2.3 卸载试样孔壁应力

为了探究不同相对挤压量的开缝芯棒孔挤压强化对卸载试样孔壁应力分布的影响，运用单向拉伸试样三维有限元仿真模型，模拟疲劳试验中试样卸载条件

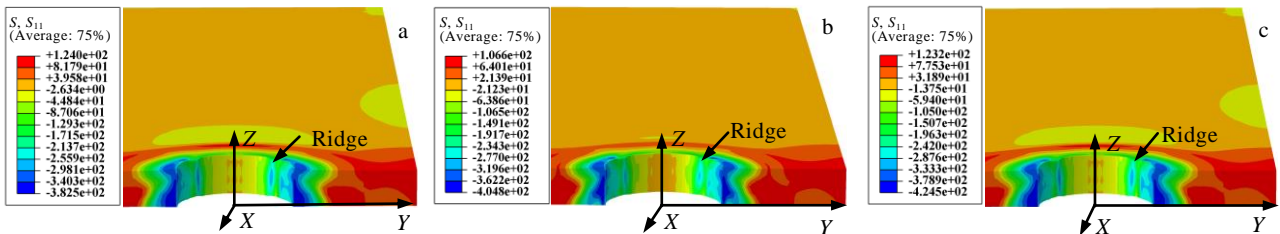


图 7 孔壁残余应力分布云图

Fig.7 Cloud diagrams of residual stress distribution on hole wall: (a) $e=2\%$, (b) $e=3\%$, and (c) $e=4\%$

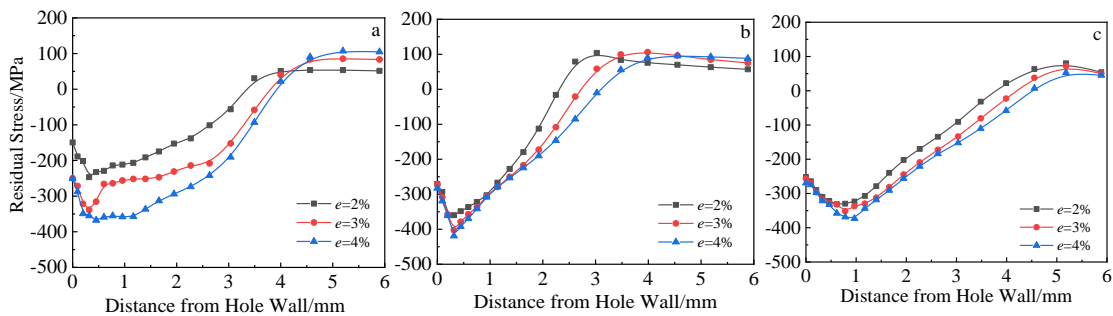


图 8 开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁残余应力分布规律

Fig.8 Distribution laws of residual stress in the hole wall of the specimen of split mandrel hole expansion strengthening: (a) inlet area, (b) middle area, and (c) outlet area

下孔壁应力分布。开展相对挤压量 $e=2\%$ 、 3% 和 4% 的开缝芯棒孔挤压强化，对挤压强化试样进行铰削加工。在相对挤压量 $e=0\%$ 、 2% 、 3% 和 4% 的铰削加工试样模型上

一端施加固定约束，一端施加 $0.7\sigma_b$ 拉伸均匀分布载荷。受载试样孔壁危险截面的应力分布云图，如图 11 所示。受载试样孔壁危险截面的应力分布规律，如图 12 所示。

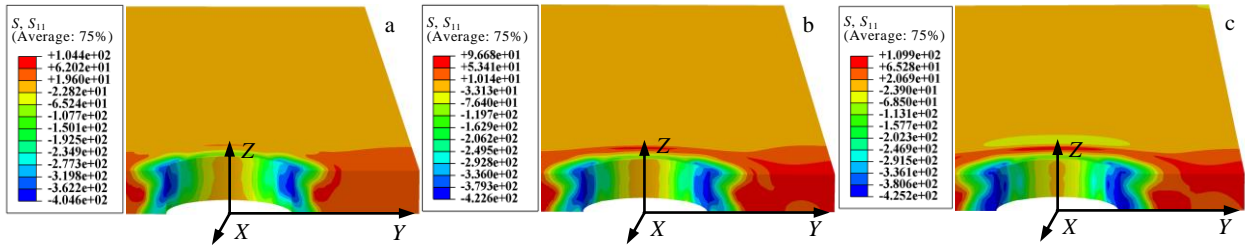


图 9 铰削加工后孔壁残余应力分布云图

Fig.9 Cloud diagrams of residual stress distribution on the hole wall after reaming: (a) $e=2\%$, (b) $e=3\%$, and (c) $e=4\%$

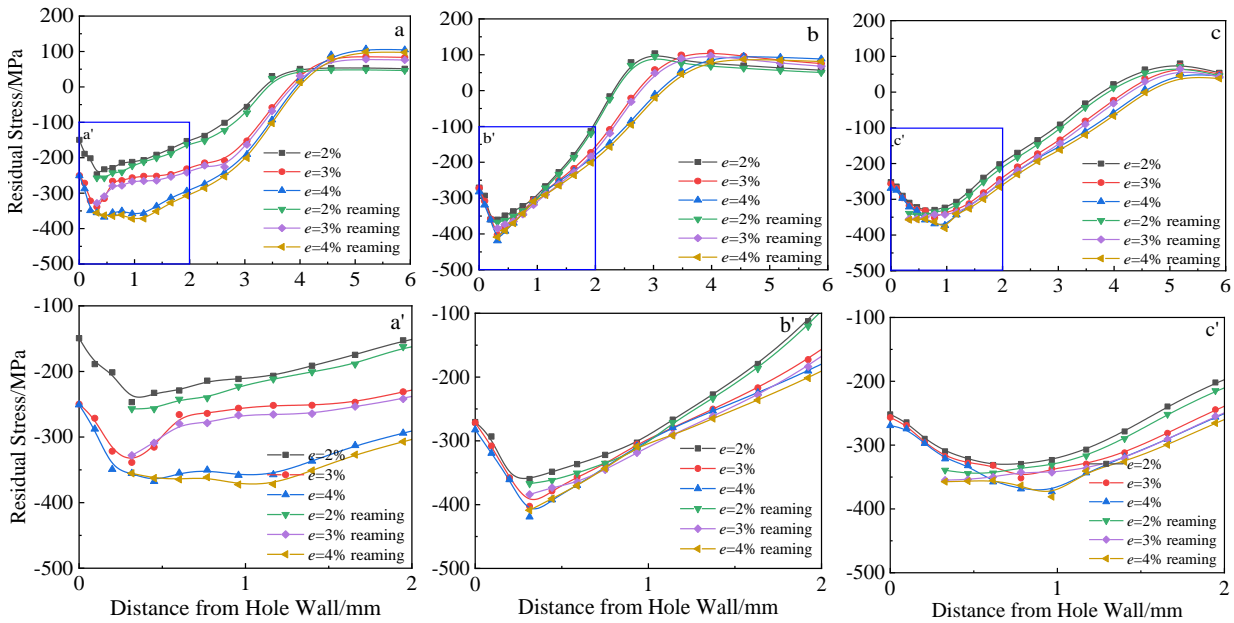


图 10 铰削加工前后孔壁残余应力分布规律

Fig.10 Residual stress distribution law of hole wall before and after reaming: (a, a') inlet area, (b, b') middle area, and (c, c') outlet area

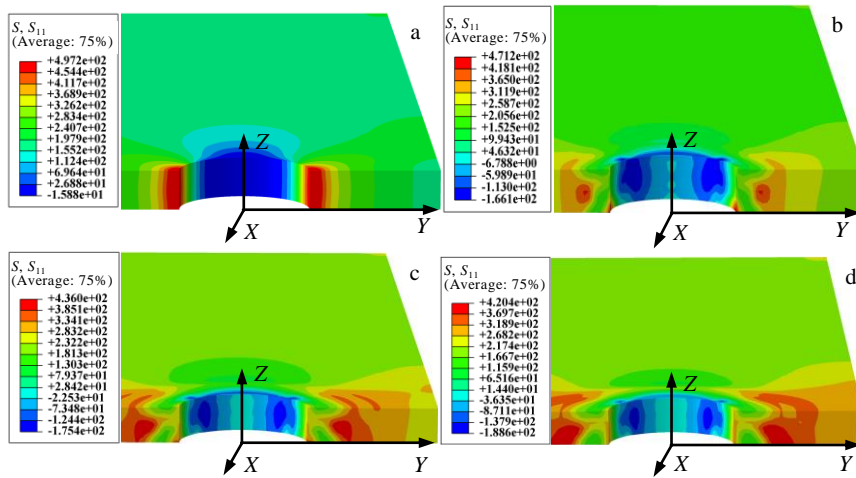


图 11 受载试样孔壁危险截面的应力分布云图

Fig.11 Cloud diagrams of stress distribution in dangerous section of the hole wall of the loaded specimen: (a) $e=0\%$, (b) $e=2\%$, (c) $e=3\%$, and (d) $e=4\%$

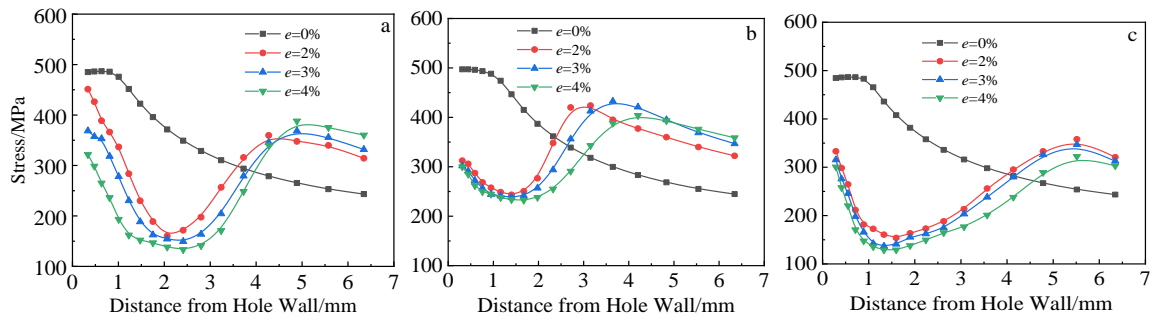


图 12 受载试样危险截面的应力分布规律

Fig.12 Stress distributions of dangerous section of the loaded specimen: (a) inlet area, (b) middle area, and (c) outlet area

$e=0\%$ 的受载试样，孔壁挤入端最大应力为 486.9 MPa，孔壁中间层最大应力为 497.2 MPa，孔壁挤出端最大应力为 486.5 MPa（图 12），对于 $e=0\%$ 的受载试样，试样孔壁中间层应力大，应力集中显著，疲劳裂纹一般先从试样孔壁中间层萌生^[24-25]。试样孔壁挤入端， $e=2\%$ 时孔壁最大应力为 451.2 MPa， $e=3\%$ 时孔壁最大应力为 368.7 MPa， $e=4\%$ 时孔壁最大应力为 321.6 MPa，相对挤压力与孔壁应力呈负相关，相对挤压力大，孔壁最大应力小（图 12a）。开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁挤入端的残余压应力小于中间层与挤出端（图 8），试样受载后，孔壁形成的残余压应力能够抵消拉伸载荷产生的拉应力，导致孔壁挤入端应力大（图 12a），孔壁中间层与挤出端应力小（图 12b、12c）。相对挤压力与孔壁形成的残余压应力密切相关，相对挤压力大，孔壁形成的残余压应力大（图 8），受载试样孔壁应力小（图 12）。不同相对挤压力的条件下，受载试样孔壁挤入端应力最大，应力集中现象显著。因此，试样孔壁挤入端易于萌生疲劳裂纹，试样孔壁挤入端最先发生疲劳破坏^[26-28]。

相对挤压力与残余压应力呈正相关，与受载试样孔壁应力呈负相关，进一步说明了开缝芯棒孔挤压强化后孔壁形成的残余压应力能够抵消外加交变载荷产生的拉应力，提高试样疲劳性能。

3.3 疲劳性能

3.3.1 疲劳寿命

不同相对挤压力的孔挤压强化试样疲劳寿命，如图 13 所示。

开缝芯棒孔挤压强化 7050 铝合金，对疲劳试样施加 $0.7\sigma_b$ 的载荷，相同试验条件下， $e=2\%$ 、 3% 和 4% 的试样中值疲劳寿命为 5741、7437 和 8405 次均大于 $e=0\%$ 的试样中值疲劳寿命 4906 次（图 13）。与 $e=0\%$ 的试样中值疲劳寿命相比， $e=2\%$ 、 3% 和 4% 的试样中值疲劳寿命分别提高了 1.17、1.52 和 1.71 倍。

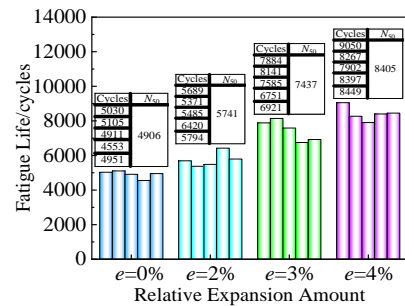


图 13 试样疲劳寿命

Fig.13 Fatigue life of specimen

开缝芯棒孔挤压强化后孔壁形成有益的残余压应力(图 8)，能够抵消部分外加交变载荷产生的拉应力(图 12)，相对挤压力影响孔壁形成的残余压应力（图 8），则相对挤压力与试样的疲劳寿命密切相关^[29]。开缝芯棒孔挤压强化后，试样孔壁挤入端产生的残余压应力小（图 8），孔壁挤入端的残余应力对疲劳寿命影响大。试样孔壁挤入端， $e=2\%$ 孔壁形成的最大残余压应力为 246.8 MPa， $e=3\%$ 孔壁形成的最大残余压应力为 338.6 MPa， $e=4\%$ 孔壁形成的最大残余压应力为 367.7 MPa(图 8a)，相对挤压力大，孔壁挤入端的最大残余压应力大，试样的疲劳寿命大（图 13），表明开缝芯棒孔挤压强化工艺能够提高 7050 铝合金试样的疲劳寿命。

3.3.2 断口形貌

7050 铝合金断裂试样，如图 14 所示。疲劳试样的疲劳源区，如图 15 所示。疲劳试样的疲劳裂纹扩展区，如图 16 所示。

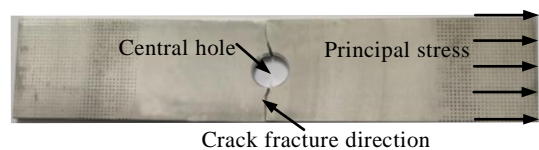


图 14 7050 铝合金断裂试样

Fig.14 Fracture specimen of 7050 aluminum alloy

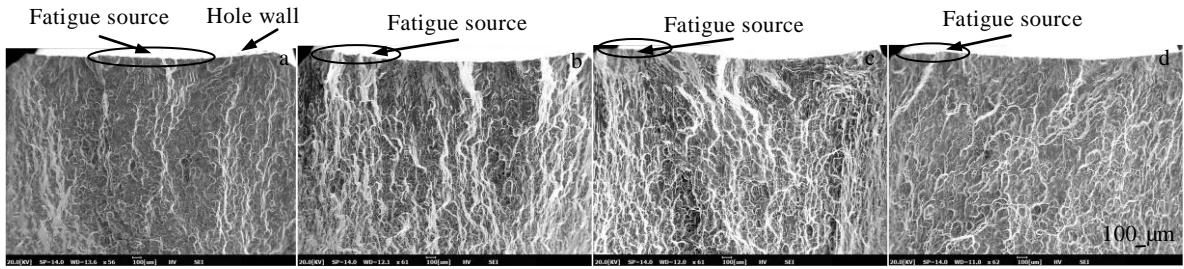


图 15 疲劳试样的疲劳源区

Fig.15 Fatigue source zones of fatigue specimen: (a) $e=0\%$, (b) $e=2\%$, (c) $e=3\%$, and (d) $e=4\%$

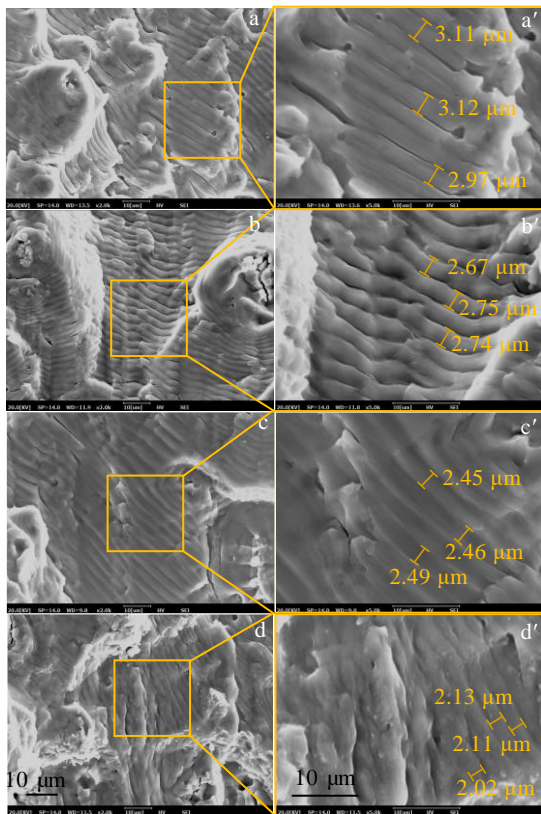


图 16 疲劳试样的疲劳裂纹扩展区

Fig.16 Fatigue crack propagation zones of fatigue specimen:

(a, a') $e=0$, (b, b') $e=2\%$, (c, c') $e=3\%$, and (d, d') $e=4\%$

$e=0\%$ 、 2% 、 3% 和 4% 的疲劳试样均从中心孔的危险截面处断裂，疲劳试样裂纹断裂方向基本垂直于主应力方向（图 14）。疲劳试样孔挤压强化过程中，相对挤压量不同，孔壁形成的残余应力不同，引起疲劳试样的断口形貌存在显著差异。

不同相对挤压量的疲劳试样的疲劳源均在孔壁， $e=0\%$ 的试样疲劳源出现在孔壁中间层部位，且有多个疲劳源； $e=2\%$ 、 3% 和 4% 的试样疲劳源出现在孔壁挤入端，且疲劳源数量小于 $e=0\%$ （图 15）。开缝芯棒孔

挤压强化试样孔壁形成残余压应力，可以降低孔壁最大应力幅值，相对挤压量越大，挤压强化后孔壁形成的最大残余压应力大，平衡外加交变载荷产生拉应力的程度大，孔壁最大应力幅值降低程度大，降低疲劳裂纹尖端的应力强度因子，延缓疲劳裂纹萌生，减小疲劳源数量。孔壁局部应力与有效应力集中系数密切相关，利用式（1）计算有效应力集中系数：

$$K_{\sigma} = 1 + q_{\sigma}(\alpha_{\sigma} - 1) \tag{1}$$

式中， K_{σ} 为有效应力集中系数， q_{σ} 为材料对应力集中的敏感系数， α_{σ} 为理论应力集中系数。

运用式（2）计算 α_{σ} ：

$$\alpha_{\sigma} = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_n} \tag{2}$$

式中， σ_{\max} 为最大局部应力，即应力循环中具有最大代数值的应力； σ_n 为名义应力。

不同相对挤压量的条件下，试样的终孔直径相同，名义应力相同，相对挤压量大，孔壁形成的最大残余压应力大，受载试样孔壁应力最大应力小。由式（2）可知，试样孔壁最大应力小，试样的理论应力集中系数小。由式（1）可知， α_{σ} 小，试样的有效应力集中系数小，相对挤压量与有效应力集中系数呈负相关。相对挤压量大，孔壁有效应力集中系数小，从而可以提高试样的疲劳强度。

试样的疲劳裂纹扩展区存在疲劳条纹，疲劳条纹之间的距离表示试样每进行一次循环扩展的距离。测量距试样孔壁 1500 μm 处疲劳条纹的间距，每种相对挤压量的条件下测量试样 3 处的疲劳条纹间距，将 3 处的测量结果取平均值作为该试样的疲劳条纹间距。 $e=0\%$ 的试样疲劳条纹间距为 3.07 μm； $e=2\%$ 的试样疲劳条纹间距为 2.71 μm； $e=3\%$ 的试样疲劳条纹间距为 2.47 μm； $e=4\%$ 的试样疲劳条纹间距为 2.09 μm（图 16）。开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁挤入端的残余压应力小（图 8），受载试样孔壁挤入端应力大（图 12），应力

集中现象严重, 孔壁挤入端应力对试样疲劳寿命影响大。相对挤压量与挤入端孔壁残余应力呈正相关(图 8), 与受载试样孔壁应力呈负相关(图 12)。相对挤压量大, 孔壁形成的残余压应力大, 抵消外加交变载荷产生的拉应力程度大, 疲劳试样每进行一次循环疲劳条纹扩展的距离减小, 降低了疲劳裂纹扩展速率, 增加了试样的疲劳裂纹扩展寿命, 使试样的疲劳寿命变大。

4 结 论

1) 相同相对挤压量的条件下, 开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁挤入端形成的最大残余压应力小于中间层与挤出端; 试样孔壁相同位置, 相对挤压量与孔壁最大残余压应力呈正相关。

2) 试样孔壁挤入端, $e=2\%$ 、 3% 和 4% 的试样孔壁最大残余压应力为 246.8、338.6 和 367.7 MPa, 较削加工后, $e=2\%$ 、 3% 和 4% 的试样孔壁最大残余压应力为 256.9、327.9 和 372.4 MPa, 较削加工前后孔壁残余应力差值小于 20 MPa。

3) 相对挤压量 $e=2\%$ 、 3% 和 4% , 受载试样孔壁挤入端的最大应力为 451.2、368.7 和 321.6 MPa, 开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁形成的残余压应力能够平衡部分外加交变载荷产生的拉应力, 相对挤压量与受载试样孔壁应力呈负相关。

4) 相对挤压量 $e=2\%$ 、 3% 和 4% 的试样中值疲劳寿命比 $e=0\%$ 提高了 1.17、1.52 和 1.71 倍, 相对挤压量与试样的疲劳寿命呈正相关。开缝芯棒孔挤压强化工艺降低了试样的疲劳源数量, 减小了疲劳条纹间距, 延缓了疲劳裂纹萌生, 降低了疲劳裂纹扩展速率, 从而提高了试样疲劳性能。

参考文献 References

- [1] Branco R, Costa J D, Borrego L P *et al. Engineering Failure Analysis*[J], 2020, 114: 104592
- [2] Li S P, Xu K F. *Journal of Physics: Conference Series*[J], 2021, 1965: 012094
- [3] Yu X, Wang Y G, Lv D J. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*[J], 2020, 109: 659
- [4] Liu H, Hu D Y, Wang R Q *et al. International Journal of Fatigue*[J], 2020, 132: 105390
- [5] Shahriary P, Chakherlou T N. *International Journal of Mechanical Sciences*[J], 2017, 135: 146
- [6] Shridhar K, Suresh B S, Kumar M M. *Procedia Structural Integrity*[J], 2019, 14: 375
- [7] Wang Min(王 珉). *Principle and Technology of Anti-fatigue Manufacture(抗疲劳制造原理与技术)*[M]. Nanjing: Jiangsu Science & Technology Press, 1999
- [8] Sticchi M, Schnubel D, Kashaev N *et al. Applied Mechanics Reviews*[J], 2015, 67(1): 010801
- [9] Fu Y C, Ge E D, Su H H *et al. Chinese Journal of Aeronautics*[J], 2015, 28(4): 961
- [10] Wang Yanli(王燕礼), Zhu Youli(朱有利), Cao Qiang(曹 强) *et al. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica(航空学报)*[J], 2018, 39(2): 6
- [11] Lin Zhongliang(林忠亮), Bai Qingshun(白清顺), Wang Hongfei(王洪飞) *et al. Surface Technology(表面技术)*[J], 2022, 1: 1
- [12] Niu H J, Sun Y B, Lin C X *et al. Materials*[J], 2021, 14(9): 2328
- [13] Cheng Hui(程 晖), Fan Xintian(樊新田), Xu Guanhua(徐冠华) *et al. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica(航空学报)*[J], 2021, 42(10): 55
- [14] Yue X, Hu S, Wang X K *et al. Materials Science and Engineering A*[J], 2022, 836: 142721
- [15] Zielecki W, Trzepieciński T, Bąk Ł *et al. International Journal of Advanced Manufacturing Technology*[J], 2022, 119: 3013
- [16] Gong Lichao(巩立超), Pan Yongzhi(潘永智), Liu Yanjie(刘彦杰) *et al. Surface Technology(表面技术)*[J], 2022, 51(8): 203
- [17] Wu D B, Lv H R, Wang H *et al. Materials and Design*[J], 2022, 215: 110513
- [18] Wen Shizhen(文世珍), Liu Cuiyun(刘翠云), Wu Ruolin(吾若邻) *et al. Rare Metal Materials and Engineering(稀有金属材料与工程)*[J], 2015, 44(10): 2358
- [19] Hou S, Zhu Y, Cai Z H *et al. International Journal of Fatigue*[J], 2019, 126: 210
- [20] Gopalakrishna H D, Narasimha Murthy H N, Krishna M *et al. Engineering Failure Analysis*[J], 2010, 17(2): 361
- [21] Su Honghua(苏宏华), Liu Fei(刘 飞), Jiang Tingyu(姜廷宇) *et al. Chinese Patent(中国专利)*, CN112680677A[P]. 2021
- [22] Liu J, Wu H G, Yang J J *et al. Engineering Fracture Mechanics*[J], 2013, 109: 130
- [23] Ge Ende(葛恩德), Su Honghua(苏宏华), Cheng Yuanqing(程远庆) *et al. China Mechanical Engineering(中国机械工程)*[J], 2015, 26(7): 971
- [24] Ge Ende(葛恩德), Fu Yucan(傅玉灿), Su Honghua(苏宏华) *et al. Rare Metal Materials and Engineering(稀有金属材料与工程)*[J], 2016, 45(5): 1189
- [25] Yasniy P, Glado S, Iasnii V. *International Journal of*

- Fatigue*[J], 2017, 104: 112
- [26] Wang Y L, Fu B, Nie L *et al. SN Applied Sciences*[J], 2019, 867: 1
- [27] Yanishevsky M, Li G, Shi G Q *et al. Engineering Failure Analysis*[J], 2013, 30: 74
- [28] Yan W Z, Wang X S, Gao H S *et al. Engineering Fracture Mechanics*[J], 2012, 88: 79
- [29] Liu K Y, Zhou L, Yang X S *et al. Journal of the Institution of Engineers India Series C*[J], 2021, 102(2): 361

Effects of Hole Expansion Strengthening on Fatigue Properties of 7050 Aluminum Alloy Hole Structure

Liu Fei¹, Su Honghua¹, Xu Jiuhua¹, Liang Yongnan¹, Ge Ende², Fan Zhilei²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. COMAC Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd, Shanghai 200436, China)

Abstract: In order to investigate the effect of hole expansion strengthening of split mandrel with different relative expansion amounts on the fatigue properties of 7050 aluminum alloy, a finite element model of hole expansion strengthening of split mandrel was established, and hole expansion strengthening of split mandrel experimental was carried out. The residual stress on the hole wall of the hole expansion strengthening specimen and the distribution law of the stress on the hole wall of the loaded specimen were analyzed. In addition, the relationship among relative expansion amount, residual stress and fatigue life were explored. Finally, the fatigue resistance effect of hole expansion strengthening of split mandrel was revealed. The results show that when the relative expansion amount is 2%, 3%, and 4%, the maximum residual compressive stress of the hole wall is 246.8, 338.6, and 367.7 MPa at the inlet area of the hole wall of the specimen, respectively. The relative expansion amount is positively correlated with the maximum residual compressive stress of the hole wall. In inlet area of the hole wall of the loaded specimen, when the relative expansion amount is 2%, 3%, and 4%, the maximum stress of the hole wall is 451.2, 368.7, and 321.6 MPa, respectively; the relative expansion amount is negatively correlated with the maximum stress of the hole wall. The median fatigue life of specimens with relative expansion amount of 2%, 3%, and 4% is 1.17, 1.52, and 1.71 times of that of the specimens with relative expansion amount of 0, respectively.

Key words: 7050 aluminum alloy; split mandrel; hole expansion strengthening; relative expansion amount; fatigue property

Corresponding author: Su Honghua, Ph. D., Professor, College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P. R. China, Tel: 0086-25-84890644, E-mail: shh@nuaa.edu.cn